

法政大学学術機関リポジトリ
HOSEI UNIVERSITY REPOSITORY

CFDを用いた小型飛行機の設計方法に関する研究

著者	小沢 亮佑
出版者	法政大学大学院理工学研究科
雑誌名	法政大学大学院紀要．理工学・工学研究科編
巻	59
発行年	2018-03-31
URL	http://hdl.handle.net/10114/14110

CFD を用いた小型航空機の設計方法に関する研究

STUDY ON DESIGN METHODOLOGY OF LIGHT AIRCRAFT USING CFD

小沢亮祐

Ryosuke KOZAWA

指導教員 御法川学

法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程

In order to establish design methodology of Light Sport Aircraft (LSA) for better flight quality, aerodynamic derivatives were computed by using CFD. First, AGARD-B model was chosen to compute aerodynamic derivatives with steady and unsteady analysis. Those values were compared with past wind tunnel test data, those values had similar trends. Second, the methodology was applied to motor-glider model and characteristics of longitudinal dynamic stability were calculated by CFD result. Also, these characteristics were compared with actual flight data. However, there were still differences between CFD result and actual flight test data. Next, models that changed design were analyzed and those result were compared. Results showed that pitching moment were influenced by center of gravity and area of tail wing. Finally, a maneuver of actual flight was simulated by CFD using combined ALE method and difference of results were shown due to center of gravity and vector of thrust.

Key Words : *Light Sport Aircraft, Flight quality, CFD, Aerodynamic derivatives, Flight test*

1. 結論

(1) 研究背景

近年、世界的な旅客機の需要増加に伴いパイロット不足が問題となっている。パイロット訓練においては、シミュレーターの活用や、訓練時間およびコストの削減が行われているが、単発の小型航空機を使用した初等操縦訓練は必須となっている。また、欧米を中心に LSA (Light Sport Aircraft) と呼ばれる新しいカテゴリーの小型航空機が普及しており、欧州やアジアにも広がりを見せている。LSA は二人乗り、最大離陸重量 600kg 以下の小型航空機であり、軽飛行機と超軽量動力機(ULP)の中間に属するカテゴリーである。軽飛行機と同等の性能を持ちながら、運用コストが低く、ULP よりも安全性が確保されているので、主に訓練やレジャー用途として使用されている。

そのため、LSA には安全性だけでなく、操縦しやすい機体であることが求められているが、現在の小型航空機の製造方法においては、経験則に基づいた大まかな機体寸法や形状を決定した後、飛行試験などの試行錯誤によって飛行性や操縦性を調整しているのが現状である。飛行性の評価方法においては MIL-F-8785C¹⁾や Cooper-Harper による評価があるが、機体の設計が飛行性に及ぼす影響については定量的な評価方法が確立されていない。そこで、CFD や CAE ツールを活用して設計段階から飛行性、操縦性を考慮した設計を行うことが出来れば、低コストで操縦のしやすい機体の開発が可能となる。

亜音速領域での CFD 解析を使用した空力微係数測定については文献 2), 3) などでも論じられているが、小型航空機の世界域での CFD 解析を利用した飛行性の評価はあまり行われていないのが現状である。

(2) 目的

本研究では、CFD 解析を利用した小型航空機の飛行性評価を行い、機体の設計が飛行性に与える影響について定量的に評価することを目的とした。すなわち、飛行性の評価に重要なパラメータである空力微係数に着目し、定常解析、定常回転解析、非定常解析から空力微係数の算出を行った。

はじめに、風洞試験結果が公表されている AGARD-B 風洞試験模型を使用し、定常解析、定常回転解析、非定常解析から得られた空力微係数を風洞試験結果および DATCOM (USAF Stability and Control DATCOM)^{5),6)}から得られた結果との比較を行った。次に、LSA に相当する動力付き滑空機 (Diamond Aircraft HK36 Super Dimona) を元に作成したモデルで同様に解析を行い、空力設計ツール DATCOM による結果との比較を行い、CFD 解析で得られた空力微係数から縦の運動モードである短周期モード及び長周期モードを推定し、実機での飛行試験結果との比較を行った。さらに、機体の空力設計が空力微係数に与える影響について、設計パラメータを変更した際の空力微係数の変化を比較した。

また、複合要素移動による 6 自由度の運動解析から CFD での飛行シミュレーションを行い、飛行状態を再現する解析についての検討を行った。

2. 使用記号一覧

本研究で使用する記号を一覧として示す.

S	= 主翼面積 [m ²]
c	= 平均空力翼弦 [m]
U	= X 軸方向の流速 [m/s]
α	= 迎角 (AoA) [deg]
α_0	= 初期迎角 [deg]
α_1	= 振幅 [deg]
ω	= 角速度 [rad/s]
ρ	= 空気密度 [kgf · s ² /m ⁴]
g	= 重力加速度 [m/s ²]
M	= ピッチングモーメント [N · m]
C_L	= 揚力係数 [-]
C_D	= 抗力係数 [-]
C_m	= M の無次元空力係数 [-]
$C_{L\alpha}$	= 揚力傾斜 [1/deg]
$C_{D\alpha}$	= 迎角変化による抗力の変化 [1/deg]
$C_{x\alpha}, C_{z\alpha}$	= 迎角変化による X, Z 軸方向の力の変化率 [1/deg]
$C_{m\alpha}$	= 迎角変化によるピッチングモーメントの変化率 [1/deg]
C_{xu}	= 速度変化による X 軸方向の力の変化率 [-]
C_{mq}	= 角速度変化によるピッチングモーメントの変化率 [1/rad]
$C_{m\dot{\alpha}}$	= 迎角の時間変化によるピッチングモーメントの変化率 [1/rad]
M_α	= $C_{m\alpha}$ の有次元空力微係数 [1/s ²]
Z_α	= $C_{z\alpha}$ の有次元空力微係数 [m/(s ² · deg)]
X_u	= C_{xu} の有次元空力微係数 [1/s]
M_q	= C_{mq} の有次元空力微係数 [1/s]
$M_{\dot{\alpha}}$	= $C_{m\dot{\alpha}}$ の有次元空力微係数 [1/s]
ω_p	= 長周期モード固有振動数 [rad/s]
ζ_p	= 長周期モード減衰比 [-]
ω_{sp}	= 短周期モード固有振動数 [rad/s]
ζ_{sp}	= 短周期モード減衰比 [-]

3. CFD による空力微係数の算出

(1) 計算条件

CFD 解析には(株)ソフトウェアクレイドルの SCRYU/Tetra を使用した. SCRYU/Tetra は非構造格子系汎用三次元熱流体解析システムであり, 工業分野で広く使用されている CFD ツールである. 本研究では定常, 非定常解析によって得られた圧力およびモーメントから空力微係数を算出した. 支配方程式は計算時間を短縮するために RANS(Reynolds Averaged Navier Stokes)を利用した. また, 乱流モデルは剥離の再現の観点から SST $k-\omega$ モデルを使用した.

解析に使用した AGARD-B モデルを Fig. 1 に, HK36 のモデルを Fig. 2 に示す. また, その概要について Table. 1, Table. 2 に示す. AGARD-B モデルは文献 4) にて行われ

た風洞試験で使用された模型を元に作成し, 回転軸は図心位置である. HK36 モデルは実機の寸法, 形状を元にギアやプロペラなどを省略して作成した. 回転軸は空力中心の 35%位置とした.

それぞれのモデルでの計算条件を Table. 3, Table. 4 に示す. 計算条件は文献 2), 4) を参考にし, 風洞試験における強制振動法を非定常解析で再現した.

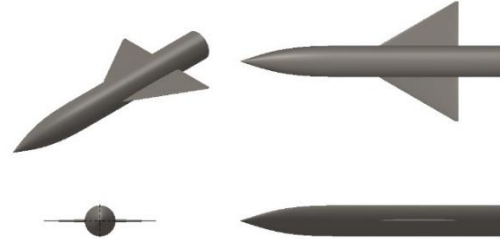


Fig. 1. AGARD-B model

Table 1. Dimensions of AGARD-B model

Wing area S [m ²]	0.039
Chord length c [m]	0.097

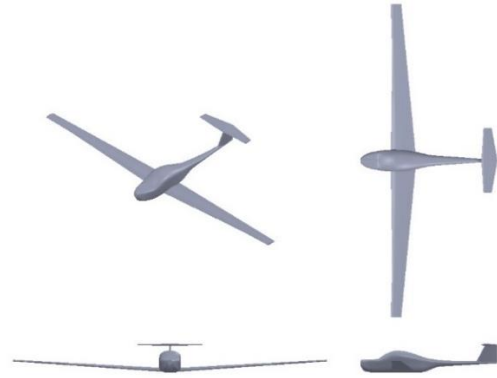


Fig. 2. HK36 model

Table 2. Dimensions of HK36 model

Wing area S [m ²]	15.24
Chord length c [m]	0.969

Table 3 Computational condition of AGARD-B

Velocity U [m/s]	25
Initial AoA α_0 [deg]	-4, -2, 0, 2, 4
Amplitude of AoA α_1 [deg]	± 2
Reynolds number Re [-]	1.59×10^5
Number of mesh	9.40×10^6
Minimum mesh size [m]	1.25×10^{-3}

Table 4 Computational condition of HK36

Velocity U [m/s]	60
Initial AoA α_0 [deg]	0, 2, 4, 6, 8, 10, 12
Amplitude of AoA α_1 [deg]	± 2
Reynolds number Re [-]	3.83×10^6
Number of mesh	6.06×10^6
Minimum mesh size [m]	1.56×10^{-2}

(2) 空力微係数の算出

a) 定常解析

定常解析にて静微係数の算出を行った。解析結果で得られた圧力とモーメントを無次元化し、それぞれの迎角の差分から無次元空力微係数 $C_{L\alpha}$, $C_{D\alpha}$, $C_{m\alpha}$, $C_{x\alpha}$, $C_{z\alpha}$ を求めた。また、迎角を一定とし速度を変化させた差分から速度変化に関する微係数 C_{xu} を算出した。

b) 定常回転解析

定常解析に回転条件を与え、動微係数の算出を行った。初期迎角 α_0 の状態からピッチング方向に角速度 q で回転させ $\dot{\alpha}=0$ の状態とした。これは、CFD でのみ解析可能な状態であり、風洞試験では再現できない。角速度を $q=0$ から $\alpha_1 \sin(\omega t)$ で振動させたときの最大角速度 $q = \alpha_1 \omega$ に変化させた差分から無次元動微係数 C_{Lq} , C_{mq} , C_{zq} を算出した。

c) 非定常解析

非定常解析では定常解析で得られた結果を初期値として Fig. 3 のように $\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \sin(\omega t)$ でピッチング方向に振動している状態で解析を行った。解析結果から以下に示す方法で静微係数 $C_{L\alpha}$, $C_{D\alpha}$, $C_{m\alpha}$, $C_{x\alpha}$, $C_{z\alpha}$ および動微係数 C_{Lq} + $C_{L\dot{\alpha}}$, C_{mq} + $C_{m\dot{\alpha}}$, C_{zq} + $C_{z\dot{\alpha}}$ を算出した。

以下にピッチングモーメントに関する微係数を例に推算方法を示す。

まず、モーメントに関する微小擾乱方程式から推力や舵角に関する項などを省略して以下のように近似する。

$$\begin{aligned} M &= M_0 + \frac{\partial M}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial M}{\partial \dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \frac{\partial M}{\partial q} q \\ &= M_0 + \frac{\partial M}{\partial \alpha} \alpha + \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{\alpha}} + \frac{\partial M}{\partial q} \right) \dot{\alpha} \end{aligned} \quad (1)$$

(1) 式を $\frac{1}{2} \rho U^2 S c$ で無次元化すると

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \frac{c}{2U} \dot{\alpha} \quad (2)$$

となる。ただし、

$$C_{m\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = \frac{2}{\rho U^2 S c} \frac{\partial M}{\partial \alpha}$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = \frac{\partial C_m}{\partial \dot{\alpha}} = \frac{4}{\rho U S c^2} \frac{\partial M}{\partial \dot{\alpha}}$$

$$C_{mq} = \frac{\partial C_m}{\partial q} = \frac{4}{\rho U S c^2} \frac{\partial M}{\partial q}$$

である。ここに振動条件である $\alpha = \alpha_1 \sin(\omega t)$ を代入すると、

$$C_m = C_{m0} + A \sin(\omega t + \phi) \quad (3)$$

となる。ここで

$$\begin{aligned} A &= \sqrt{C_{m\alpha}^2 + (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})^2 \left(\frac{c}{2U} \right)^2 \omega^2 \alpha_1^2} \\ \tan \phi &= \frac{(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \left(\frac{c}{2U} \right) \omega}{C_{m\alpha}} \end{aligned}$$

ここで解析結果に最小二乗法をも用いて A と ϕ を求め (2),(3)式から $C_{m\alpha}$, $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ を求めると、

$$C_{m\alpha} = \frac{A}{\alpha_1} \cos \phi \quad (4)$$

$$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} = \frac{2U}{c} \frac{A}{\alpha_1 \omega} \sin \phi \quad (5)$$

となる。他の微係数についても同様に求める。

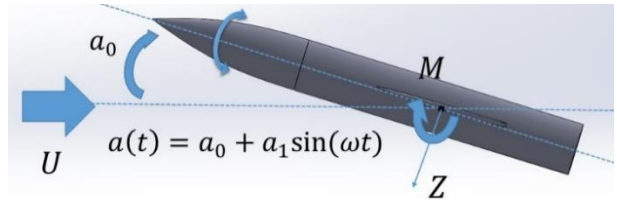


Fig. 3. Condition of pitching motion

(3) DATCOM による空力微係数の算出

CFD 解析結果から得られた微係数を風洞試験結果及び DATCOM^{5),6)}の結果と比較した。DATCOM は米空軍で開発された空力設計ツールであり、既存の実験データを元に機体の形状などから空力微係数を算出できる設計ツールである。

(4) 飛行試験による縦の運動モード計測

研究室所有の HK36 実機によって縦の運動モード計測を行った。慣性計測センサ、ワイヤエンコーダーにより 6 軸の加速度からの機体の速度、姿勢および操舵量を計測した。長周期モードはステップ入力を模擬した短い時間での操舵の後、操縦桿を放した状態で長周期モードの計測が行われた。短周期モードでは操縦桿を急速に下げた後、急速に引き中立に戻す Doublet input 法で計測が行われた。

4. 縦の運動モード推定

CFD 解析で得られた微係数に近似式を用いて縦の運動モードを算出し、実機での計測データ及び MIL 規格との比較を行った。航空機の縦の運動は短周期モードと長周期モードに分ける事ができる。水平直線つり合い飛行からの縦の擾乱運動についての運動方程式にラプラス変換を行い、4 次方程式を 2 つの 2 次方程式の形で表すことで、長周期モード及び短周期モードの固有振動数と減衰比を近似式から求めることができる。長周期モードでの

固有振動数 ω_p , 減衰比 ζ_p は式(6), (7)の近似式となる.

$$\omega_p \cong \sqrt{2}g/U \quad (6)$$

$$\zeta_p \cong -X_u/(2\omega_p) \quad (7)$$

次に短周期モードでの固有振動数 ω_{sp} 及び減衰比 ζ_{sp} は以下の(8), (9)式で求められる.

$$\omega_{sp} \cong \sqrt{-M_\alpha + (Z_\alpha/U)M_q} \quad (8)$$

$$\zeta_{sp} \cong \frac{-\left(\frac{Z_\alpha}{U} + M_q + M_\alpha\right)}{2\omega_{sp}} \quad (9)$$

航空機の飛行性に関する評価基準である MIL-F-8785C では飛行性のレベルごとに短周期モードと長周期モードでの固有振動数, 減衰比についての要求が設けられている. 本研究ではレベル1 (明らかに適切な飛行性を有している) の要求にて評価を行った. 長周期モードにおける要求を Table. 5 に, 短周期モードにおける固有振動数と減衰比への要求とパイロット評価についての図を Fig. 4 に示す. Fig. 4 では黒い枠線の範囲内がレベル1に相当する良好な飛行性を得られるとされている領域である.

Table. 5 Damping ratio of phugoid mode

Level	Damping ratio ζ_p [-], T_2 [s]
1	$\zeta_p > 0.04$
2	$\zeta_p > 0$
3	$T_2 \geq 55$

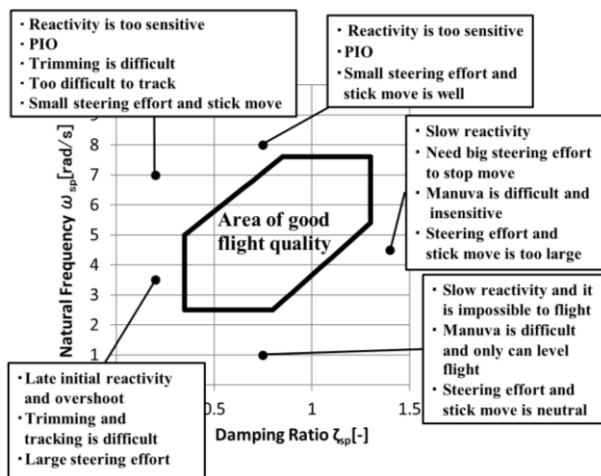


Fig.4. Relationship between Damping Ratio and Natural Frequency in short- period mode

5. 設計パラメータの変更

HK36 モデルにおいて設計パラメータの変更を行い, 設計変更による空力微係数の変化を比較した. はじめに DATCOM で設計パラメータの変更を行い, 縦の運動への影響が強かった重心位置, 主翼面積, 水平尾翼面積のパラメータを変更し, 定常解析にて算出した微係数の変化を比較した. 変更した設計パラメータについて Fig. 5 に示す.

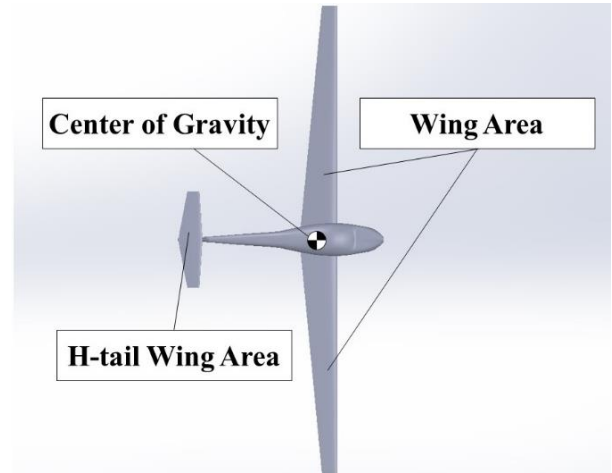


Fig. 5. Change of design parameter

6. 複合 ALE による飛行シミュレーション

CFD 解析を用いて実際の飛行状態を再現するために複合 ALE を使用した. 3 次元回転移動と 3 次元並進移動の組み合わせにより, 6 自由度の運動を再現した. 解析モデルは, CFD 上で剛体として扱われるため HK36 モデルの胴体部分の形状を変更し, 重心位置の調整を行った. 解析に使用したモデルを Fig. 6 に示す.

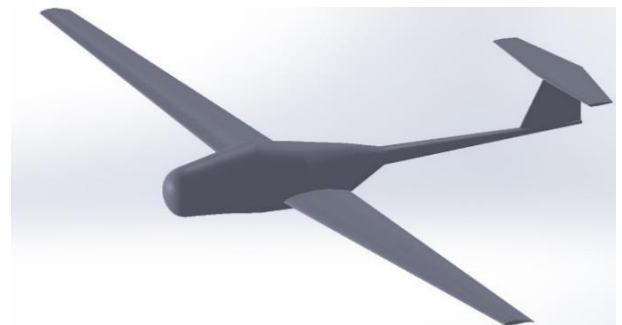


Fig. 6. Flight simulation model

解析は非定常解析で行い, 支配方程式は RANS, 乱流モデルは SST $k-\omega$ モデルとした. また, 重力を考慮し, 初期速度のみを与えた状態と, 推力として軸方向に一定の外力を与えた状態で解析を行いそれぞれの挙動を比較した.

7. 結果

(1) 空力微係数の算出

a) AGARD-B モデル

AGARD-B モデルにおける空力係数 C_L , C_D を Fig. 7, Fig. 8 に示す. CFD での結果は, 解析で得られた圧力を無次元化した. CFD, DATCOM, 風洞試験の値は良い一致を示しており, 風洞試験での状態を良く再現できていることがわかる.

次に, 空力微係数 $C_{L\alpha}$, $C_{m\alpha}$, $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ について Fig. 9, Fig. 10, Fig. 11 に示す. Fig. 11 の定常解析結果は $C_{m\dot{\alpha}}$ が考慮されないため C_{mq} のみである. 風洞試験結果は各迎角での差分から算出しているため結果が大きく振動している. $C_{L\alpha}$ (Fig. 9) ではそれぞれの結果が良い一致を示している. $C_{m\alpha}$ (Fig. 10) では非定常解析結果がより風洞試験結果に近い値となった. 一方, 動微係数 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ (Fig. 11) では各結果に差が見られ, 非定常解析では迎角によって値が大きく変化した. これは, 計測されたモーメントの値が非常に小さいことに起因すると考えられる.

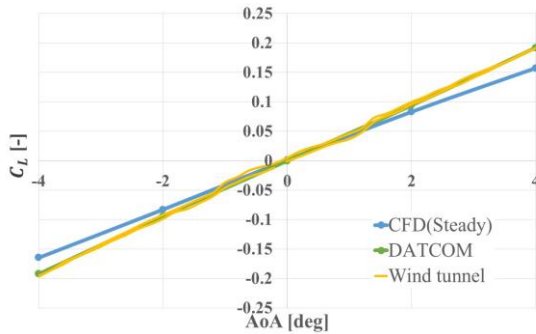


Fig. 7. Comparison of $C_L - \alpha$ characteristics

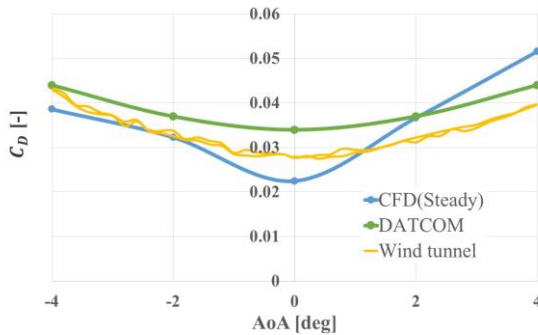


Fig. 8. Comparison of $C_D - \alpha$ characteristics

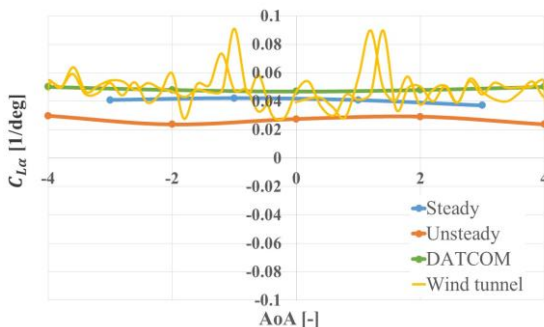


Fig. 9. Comparison of $C_{L\alpha} - \alpha$ characteristics

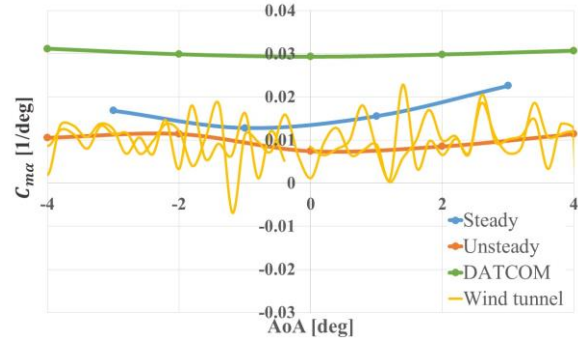


Fig. 10. Comparison of $C_{m\alpha} - \alpha$ characteristics

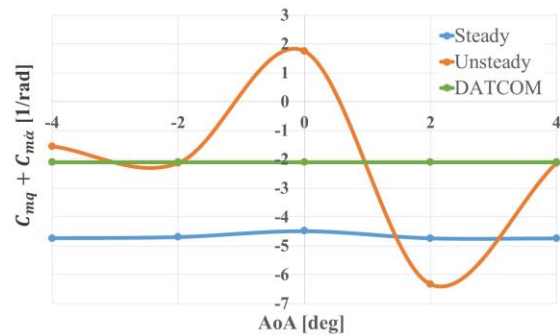


Fig. 11. Comparison of $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} - \alpha$ characteristics

b) HK36 モデル

HK36 モデルでの空力係数 C_L , C_D を Fig. 12, Fig. 13 に, 空力微係数 $C_{L\alpha}$, $C_{m\alpha}$, $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ を Fig. 14, Fig. 15, Fig. 16 に示す. CFD と DATCOM の結果は概ね同じ傾向を示しているが, 迎角が 10 deg 以降の範囲で差が見られた. $C_{m\alpha}$ (Fig. 15) では, 定常解析結果が 7 deg 以降で大きく変化している. $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ (Fig. 16) においては非定常解析結果が定常解析結果よりも大きな値となった. 定常解析では $C_{L\alpha}$, $C_{m\dot{\alpha}}$, $C_{Z\dot{\alpha}}$ が含まれないため定常解析と非定常解析の差から $C_{L\alpha} < 0$, $C_{m\dot{\alpha}} > 0$, $C_{Z\dot{\alpha}} > 0$ であると考えられる. 通常, 航空機では尾翼の働きから $C_{m\dot{\alpha}} < 0$ であるため符号が反対になってしまっている. これは, モデルの簡略化や, 非定常解析における振幅や振動数の条件などによる影響であると考えられる.

Fig. 17 は機体の各パーツにおける C_m の寄与度を示している. 機体は主翼 (Main wing), 水平尾翼 (H-tail), 垂直尾翼 (V-tail), 胴体 (Body) の4つのパーツ分けられている. Fig. 17 より, C_m では水平尾翼の割合が最も大きく, 迎角 4 deg 以降では主翼や胴体の正のモーメントを打ち消していることから, 迎角が大きくなると水平尾翼によるピッチダンピングによる回転を止める力が働いていることが確認できた. 垂直尾翼 (V-tail) に関してはほとんど寄与していない. 全体的に C_m に関しては, 非定常解析において結果が細かく振動しやすく, 誤差の影響を受けやすい傾向にあるため, CFD 解析における空力微係数の算出ではモーメントに関する微係数の精度向上が課題である.

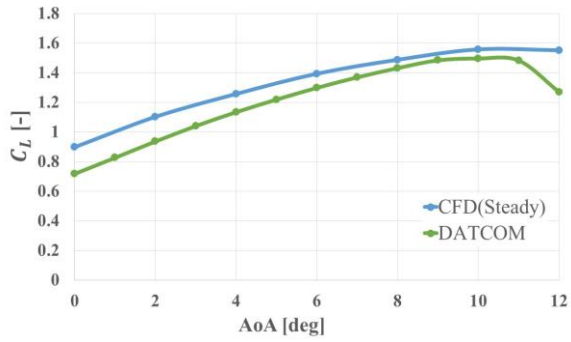


Fig. 12. Comparison of $C_L - \alpha$ characteristics

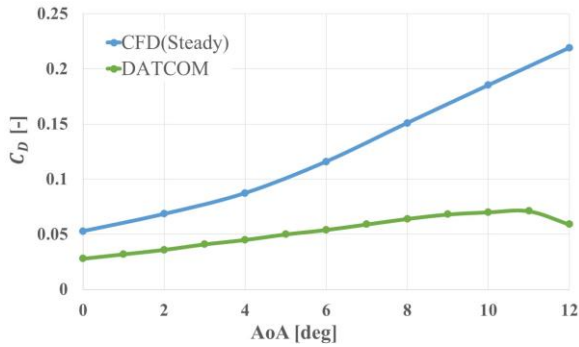


Fig. 13. Comparison of $C_D - \alpha$ characteristics

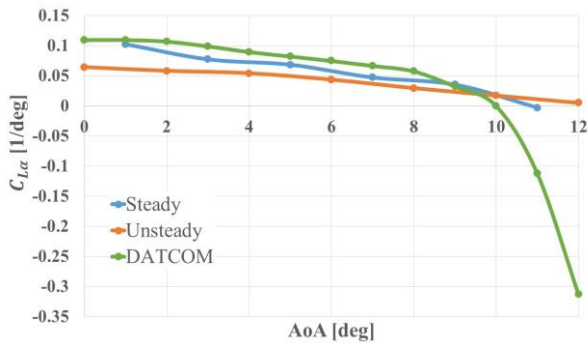


Fig. 14. Comparison of $C_{L\alpha} - \alpha$ characteristics

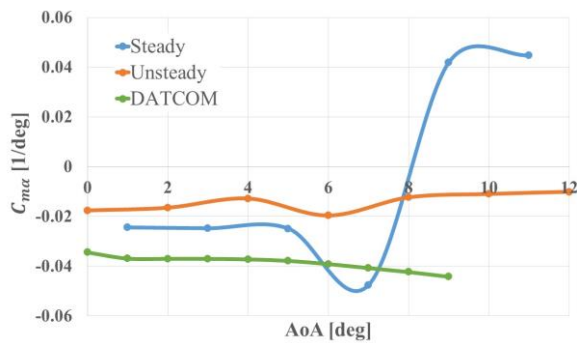


Fig. 15. Comparison of $C_{m\alpha} - \alpha$ characteristics

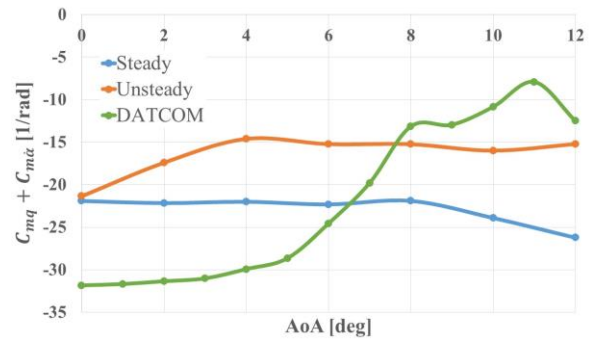


Fig. 16. Comparison of $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} - \alpha$ characteristics

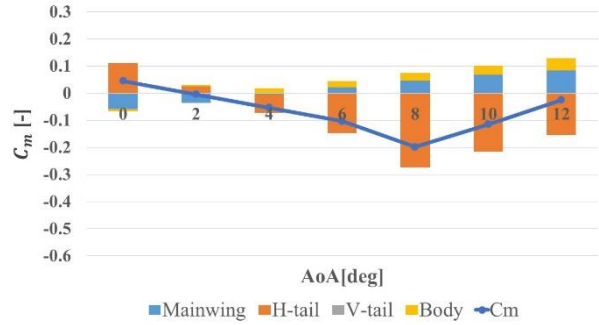


Fig. 17. Contribution degree of C_m

(2) 縦の運動モード推定

縦の運動モードについて、CFDでの推算値、実機での飛行試験結果、DATCOM及び機体諸元から算出した計算値とMIL規格での要求を比較した。Table 6が長周期モードでの減衰比 ζ_p 、Fig.18が短周期モードでの固有振動数 ω_{sp} と減衰比 ζ_{sp} の関係である。CFDの結果は式(6)、(7)、(8)、(9)の近似式を使用した。飛行試験結果は文献7)で行われた実験データを使用している。

長周期モードにおいて飛行試験の結果は良好な飛行性の範囲を超える結果となった。DATCOMおよび機体諸元からの計算値においても基準値を超えている。CFD解析からの推算値は他の結果よりも値がばらつき、基準値を下回る値と、基準値以上の値の両方が得られた。これは設定した飛行速度による影響だと考えられる。

短周期モードでは、計算値は概ね良好な範囲に収まる値となった。飛行試験結果は固有振動数および減衰比が大きくばらついており、実際の機体の短周期モードは良好に収まっているにも係わらず、結果の半数ほどで固有振動数が基準値を下回る結果となった。これは、実機での飛行条件およびパイロット操作の均一化が困難なことや、減衰の大きな振動から図式的に得た固有振動数及び減衰比を得ることが難しいためである。CFD解析での推算値は固有振動数の多くが基準の範囲を下回る結果となった。これは、強制振動の周波数や解析精度などの影響や、ピッチングモーメントに関する微係数である $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ の影響であると考えられる。今回、 $C_{m\dot{\alpha}}$ は非定常解析と定常解析結果の差分から算出しており、通常負の値をとる $C_{m\dot{\alpha}}$ が正の値となっているため、 $C_{m\dot{\alpha}}$ 単体での算出方法の検討な

どが必要である。

Table 6. Damping ratio of phugoid mode

	Damping ratio ζ_p [-]
Calculated	0.049-0.052
Flight test	0.041-0.063
CFD	0.013-0.057
MIL	$\zeta_p > 0.04$

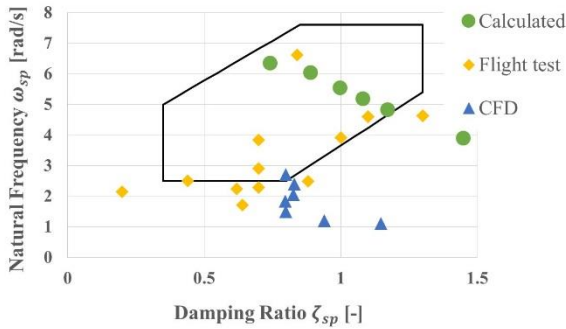


Fig. 18. Relationship between Damping Ratio and Natural Frequency in short- period mode

(3) 設計パラメータの変更

Fig. 19 に重心位置による C_{mq} の変化を示す。変更した重心位置は空力中心の 25%位置とした。変更前を Original, 設計変更後を Mod とした。設計変更による微係数の変化は CFD, DATCOM とともに同程度の変化であった。どちらも重心位置が前方に移動することでピッチング方向の回転を止めるモーメントが増加していることがわかる。

主翼面積の変化による影響を Fig. 20 に示す。主翼面積を 30%増加させたものを Mod1, 30%減少させたものを Mod2 とした。こちらも設計変更による微係数の変化は同程度であった。主翼の面積が増加すると C_{mq} は大きくなり、主翼の面積が減少すると C_{mq} は小さくなっている。これは、主翼面積が大きくなると揚力の増加からピッチング方向のモーメントが大きくなり、主翼面積が小さくなるとモーメントが小さくなることに起因すると考えられる。

Fig.21 は水平尾翼の面積変化による影響である。水平尾翼面積を 30%増加させたものを Mod5, 30%減少したものを Mod6 とした。こちらも設計変更による微係数の変化は同程度であった。水平尾翼面積が増加すると C_{mq} の値は小さくなり、水平尾翼面積が減少すると C_{mq} の値は大きくなっている。水平尾翼によるモーメントはピッチング方向の回転を止める働きをするので、主翼の面積変化とは逆の変化となっている。

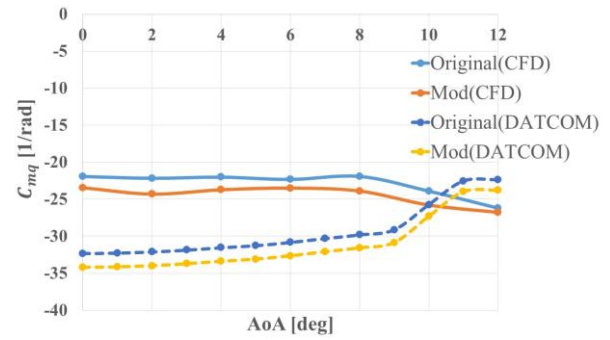


Fig. 19. Comparison of C_{mq} characteristics (modify of Center of gravity)

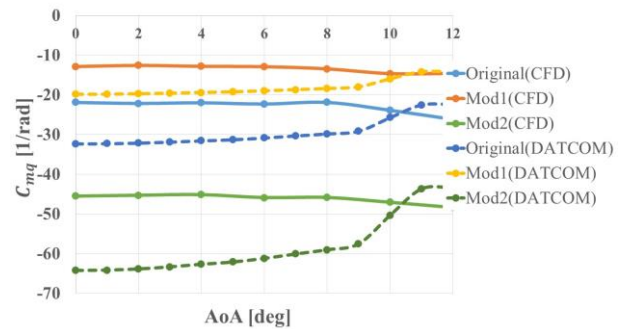


Fig. 20. Comparison of C_{mq} characteristics (modify of Main wing area)

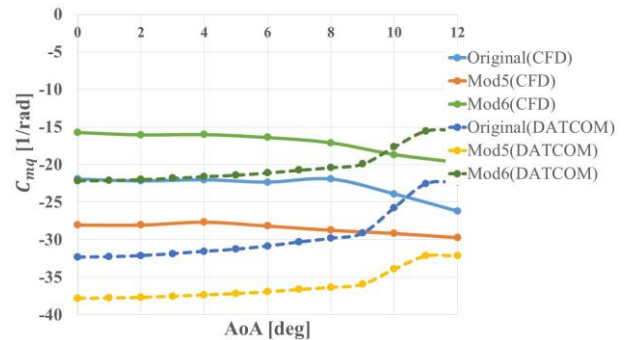


Fig. 21. Comparison of C_{mq} characteristics (modify of H-tail area)

(4) 飛行シミュレーション

6 自由度運動による飛行シミュレーションの結果を示す。Fig. 22 は推力として外力 F を与えた場合と与えなかった場合の機体モデルの座標変化を示している。X 軸が進行方向および時間、Y 軸が横方向、Z 軸が上下方向の座標である。推力を与えた場合は、高度が最後まで上がり続けており、推力がない場合は約 7 sec 以降で高度が下がり始めている。Fig. 22, Fig. 23 は C_L , C_D の変化を示した図である。推力がある場合とない場合の両方で C_L は 1 sec 付近で最大となり、その後、減少している。一方、 C_D は 3 sec で最大となっている。このことから、最初の 1 sec で迎角が増大し、揚力が増加しその後失速が始まり、機体が下降をはじめることがわかる。推力を与えた場合は、迎角が変化しているにも関わらず、推力が進行方向に一定で与え

続けられたため、機体が上昇を続けたのだと考えられる。推力なしの場合は、機体が途中で降下を始め再び揚力を得ようとしていることがわかる。運動エネルギーと位置エネルギーの交換を行っているため、長周期モード運動に近い状態であるが、機体の挙動が大きすぎるため、運動モードの推定ができる状態ではなかった。今後は機体の挙動に合わせた推力の設定方法や、機体の制御方法に関する検討が必要である。

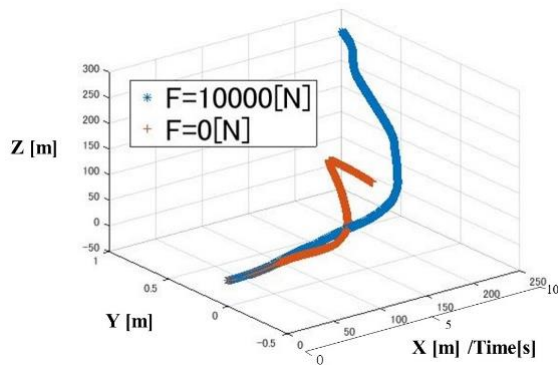


Fig. 22. Coordinate change of flight simulation

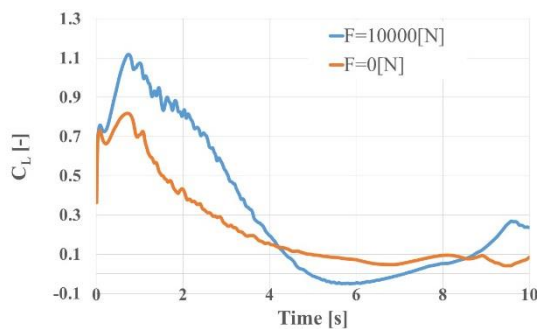


Fig. 22. Comparison of C_L characteristics

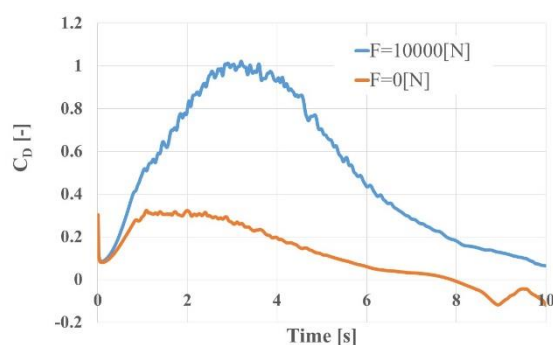


Fig. 23. Comparison of C_D characteristics

8. 結論

小型航空機の飛行性についての定量的な評価を目的として、CFD 解析による空力微係数の算出および、算出された微係数での縦の運動モード推定や設計変更による空力微係数の変化についての検討、複合要素移動による飛行シミュレーションを行った。

空力微係数の推定については、AGARD-B モデルにおいて、

CFD, DATCOM, 風洞試験の結果は良い一致を示した。

HK36 モデルにおいても、それぞれの結果は概ね同じ傾向を示しており、CFD 解析による空力微係数の算出から機体の空力的な傾向を把握できることが確認できた。モーメントに関する微係数については、一部 CFD と DATCOM で差が見られたため、今後は非定常解析における振動条件や解析条件についての再検討が必要である。また、算出した空力微係数から縦の運動モードを推定することができたが、短周期の固有振動数が他の測定方法や基準値よりも低い値となった。

モデルの設計パラメータの変更では主翼、水平尾翼の面積および重心位置が縦の運動に強く影響しており、CFD においてもその傾向を確認することができた。

複合要素移動による飛行シミュレーションでは、機体モデルは飛行状態を示したが、挙動が極端となってしまった。実機のような運動モードの再現には機軸に合わせた推力の再現や、挙動を制御する方法についてより高度な解析条件の設定が課題である。

CFD 解析から小型航空機の空力微係数の算出方法を確立し、算出した微係数から機体の設計が飛行性を与える影響についての検討ができた。今後、更に解析の精度を上げ、横方向の運動についても解析を行うことで、CFD 解析を活用した小型航空機の飛行性評価および設計への反映が可能となる。

参考文献

- 1) "MILITARY SPECIFICATION FLYING QUALITIES OF PILOTED AIRPLANES [MIL-F-8785C], 1980.
- 2) 橋本敦(JAXA), 橋爪幹人, 砂田茂 (大阪府立大), 村上桂一, 上野真 (JAXA), "Standard Dynamics Model における空力微係数の定常・非定常解析", 第 44 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2012.
- 3) Scott M. Murman, "A Reduced - Frequency Approach for Calculating Dynamic Derivatives", 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting 2005.
- 4) 澤田秀夫, "JAXA 60cm 磁力支持天秤装置における有翼模型の空気力評価法", 第 38 期日本航空宇宙学会講演会講演集, 2007.
- 5) R. D. Finck, "USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM", 1977.
- 6) John E. Williams and Steven R. Vukelich, "THE USAF STABILITY AND CONTROL DIGITAL DATCOM Volume 1, Users Manuals."
- 7) 瀧柳敦裕, 浅見将輝, "小型航空機の操縦特性に関する研究", 法政大学理工学部 機械工学科 2016 年度卒業論文, 2016.
- 8) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, "航空機力学入門", 東京大学出版会, 1982.
- 9) 片柳亮二, "航空機の飛行力学と制御", 森北出版, 2007.